

# PMMA 연료를 적용한 Multi-Port 하이브리드 로켓의 포트 병합특성에 관한 연구

박수향\* · 김기훈\* · 이정표\* · 조정태\* · 김수중\* · 김학철\*\* · 우경진\*\* ·  
문희장\*\*\* · 성홍계\*\*\* · 김진곤\*\*\*

## Merge Characteristic of PMMA Multi-port Hybrid Rocket

Suhyang Park\* · Gihun Kim\* · Jungpyo Lee\* · Jungtae Cho\* · Soojong Kim\* ·  
Hakchul Kim\*\* · Kyongjin Woo\*\* · Heejang Moon\*\*\* · HongGye Sung\*\*\* · JinKon Kim\*\*\*

### ABSTRACT

An experimental investigation was conducted to clarify the combustion characteristics and merge characteristics of PMMA-GOX and PE-GOX hybrid motor using multi-port fuel grain configuration. The regression rate of multi-port fuel grain is higher than the regression rate of single-port fuel grain by thermal conduction and chamber pressure. The merge of multi-port has an effect on hybrid rocket performance by change of a combustion area.

### 초 록

본 연구에서는 Multi-Port 그레이인의 PE, PMMA 연료와 GOX 산화제를 적용한 하이브리드 로켓의 연소 특성과 연소가 진행됨에 따라 이루어지는 연료 포트 병합에 따른 연소 특성을 연구하였다. 연료 내부로의 열전도와 연소실 압력의 증가로 인해 Multi-Port 연료의 후퇴율이 Single-Port 연료의 후퇴율보다 높으며, 연료 포트 병합으로 인한 연소 면적의 급격한 변화가 연소 성능에 영향을 끼침을 확인하였다.

Key Words: Regression Rate(후퇴율), Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), Multi-Port(다공포트), PMMA-GOX Propellants(PMMA-GOX 추진제), Merg (병합)

### 1. 서 론

하이브리드 로켓은 액체 및 고체 로켓에 비하여 경제적이고 안전하며 추력 제어가 가능한 많

은 장점이 있지만, 낮은 고체연료 후퇴율과 연소 과정 동안 O/F비 변화 등의 단점을 가지고 있다. 낮은 후퇴율을 개선하기 위하여 고체 연료 표면으로의 대류 열전달을 증진시키는 방법과 고연소율을 갖는 연료를 사용하는 방법 및 연료 형상을 변화시켜 연소면적을 증가시키는 방법 등이 연구되고 있다. Space Dev, ORBITEC, eAc

\* 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학부

\*\* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

연락처, E-mail: jkkim@kau.ac.kr

등에서 하이브리드 로켓의 실용화에 대하여 연구하고 있으며, 특히 Multi-Port 그레이인을 적용한 최초의 민간 우주 여객선인 SpaceShip-one은 발사 성공으로 실용화에 접근하였다.[1] 이러한 Multi-Port 그레이인을 적용한 하이브리드 로켓의 연소 특성에 대한 연구는 하이브리드 발사체의 실용화 단계에서 필수적인 요소이다.

본 연구에서는 원통형의 PMMA Multi-Port 그레이인 연료의 연소 특성 및 포트 병합에 따른 연소 특성을 파악하기 위한 연구를 수행하였다. 또한 본 연구실에서 기존에 수행된 같은 형상의 PE Multi-Port 연소 특성과 비교 분석하여 연료 종류에 따른 연소 특성에 대하여 연구 하였다.

## 2. 실험장치 및 방법

### 2.1 실험장치

본 연구에 사용되어진 Lab-scale Multi-Port 하이브리드 로켓추진기관은 산화제 공급 장치, 점화 장치, 데이터 획득(DAQ) 시스템 및 연소기로 구성하였다. 산화제는 GOX를 사용하였으며 일정한 유량을 공급하기 위하여 압력 조절기(Regulator)와 초킹 오리피스를 사용하였다. 산화제 공급 유량은 TFM (Turbine Flow Meter)을 이용하여 측정하였다. 점화 장치는 전방 연소실(Pre-Chamber) 일체형 토치식 점화기를 제작하여 부탄, 산소 혼합 가스에 Spark를 가해 점화하는 방식을 사용하였다. 데이터 획득(DAQ) 시스템은 압력과 추력 및 유량 데이터를 수집하도록 Labview 프로그램을 통해 설계되었다. 연소기는 전방연소실(Pre-Chamber), 연료 그레이인, 후방연소실(Post-Chamber), 노즐로 구성하였다.

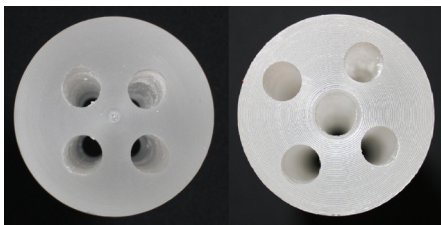


Fig 1 Multi-Port Fuel Configuration

Table 1. Specification of the Combustion Test

산화제	Gas Oxygen
고체연료	PE, PMMA
연소시간	3~10 sec
산화제 공급 압력	25~30 bar
연료 외부 직경	50mm
연료 포트 직경	10mm
연료 길이	200mm
포트 수	4, 5

Figure 1은 PMMA Multi-Port 연료의 그레이인 포트 배열로 왼쪽은 4 Port 형상이고 오른쪽은 5 Port 형상이며, 실험 조건은 Table. 1과 같다.

### 2.2 후퇴율 계산

후퇴율 계산은 연료의 총 연소량을 측정하고 연료의 밀도를 이용하여 체적변화량을 계산한 후 시·공간 평균 후퇴율을 도출하였다. 그리고 Single-Port와 비교하기 위해 포트 당 후퇴율로 Multi-Port의 후퇴율을 도출하였다.

연료 그레이인의 부피 변화로부터 연소 후의 포트 그레이인의 평균 직경을 구할 수 있다. 연소 전 후의 포트 직경으로부터 평균 직경을 구하고 이를 이용하여 평균 후퇴율을 구하였다.

산화제 질량 유속은 연소 시간에 따라 포트 단면적이 증가하기 때문에 지속적으로 변하므로, 포트 내 유량을 연소 전 후의 평균 포트 면적으로 나누어 구하였다.

## 3. 실험 결과

### 3.1 후퇴율

Figure 2는 산화제 유속에 따른 PMMA 연료의 Multi-Port와 Single-Port 후퇴율을 나타낸 것으로 Multi-Port의 후퇴율은 포트당 후퇴율을 의미한다. 본 실험에 사용되어진 4 Port와 5 Port 연료 형상에서는 후퇴율의 차이가 크게 나타나지 않으나 Multi-Port의 후퇴율은 Single-Port 보다 크게 나타난다. Multi-Port의 포트 당 후퇴율이

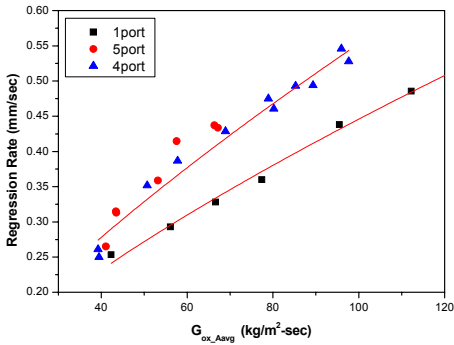


Fig 2 Regression Rate of PMMA

Single-Port의 후퇴율 보다 큰 원인은 Multi-Port의 포트간 간격이 가깝고, 연소가 진행됨에 따라 간격이 점점 좁아짐으로 고체 연료 내부로의 전도 열전달을 무시할 수 없으며, 이로 인해 연료의 후퇴율이 증가한 것으로 판단된다.[3] 또한 포트 당 일정한 산화제 유속에서 총 연소량은 포트 갯수의 배수만큼 증가하고, 이로 인해 Multi-Port의 연소실 압력이 Single-Port보다 높게 된다. 산화제 저유속의 구간에서, 압력이 상승하면 복사 열전달의 영향이 커져 후퇴율이 높아진 것으로 판단된다.[3,4]

Equation 3는 Single-Port의 후퇴율 식을 나타내었고, Eq. 4는 Multi-Port의 후퇴율 식을 나타내었다. 이식은 일반적인 하이브리드 로켓의 후퇴율 식으로 화염으로부터 고체연료로의 대류 열전달만 고려하고, 연료 고체내부로의 전도 열전달과 복사 열전달은 고려하지 않기 때문에 지수와 상수에 차이가 발생한다.[2]

$$\bar{r} = 0.01666 G_{ox, A_{avg}}^{0.71378} \quad (3)$$

$$\bar{r} = 0.01744 G_{ox, A_{avg}}^{0.75064} \quad (4)$$

$$(30 < G_{ox, A_{avg}} < 120) [kg/m^2 \cdot sec]$$

### 2.3 연소특성

Multi-Port 연료는 연소가 진행됨에 따라 포트간 병합이 발생하고, 결국 Single-Port 그레인의 형상으로 바뀌게 되면서 연소 단면적이 변하여 하이브리드 로켓 모터 성능에 영향을 미친다. Fig. 3은



Fig 3 Fuel Configuration after Combustion

PMMA 4 Port(왼쪽)와 5 Port(오른쪽)연료의 연소 후 그레인 형상이다. 4 Port 연료의 경우, 연소가 진행됨에 따라 포트 중심의 잉여 연료 그레인이 떨어져 나가 포트 면적이 갑자기 증가하여 성능에 영향을 끼치게 된다. Fig. 4는 4 Port 연료의 연소시간에 따른 압력과 추력을 나타낸 그래프로 연소 후 약 18초 이후 병합이 되면서 연소량이 급격히 줄어 압력과 추력이 급격하게 감소하는 것을 확인 할 수 있다. Fig. 5는 5 Port 연료의 연

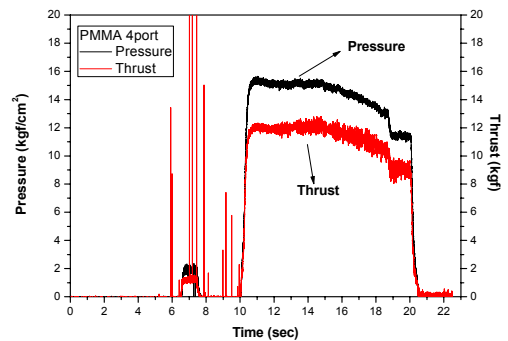


Fig. 4 Chamber Pressure and Thrust of PMMA 4 Port

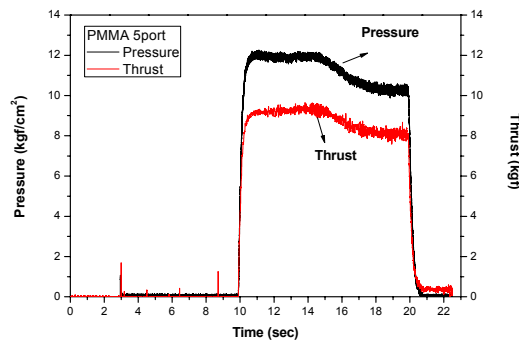


Fig. 5 Chamber Pressure and Thrust of PMMA 5 Port

소시간에 따른 압력과 추력 그래프로 연료 병합 과정에서 잉여 연료 그래인이 떨어져 나가는 현상이 없으므로 급격한 감소는 발생하지 않았다. 이는 같은 현상은 PE Multi-Port의 병합 특성과 동일함을 확인하였다. [5]

Table 2는 각 연료의 물성값을 나타내고 있다. 후퇴율은 고체 연료의 종류에 따른 연소 특성을 나타내지 못한다.[6] 후퇴율에 고체 연료 밀도를 곱한 연료 연소량으로 바꾸어 산화제 평균 유속에 대해 Fig. 6에 나타내었다. PMMA의 연료 연소량이 PE보다 크게 나타나며 이는 고체 연료 고유의 물성인 연소열과 밀도 등이 다르기 때문이다. 이러한 특성은 물질전달 계수로 표현할 수 있으며 물질 전달계수가 큰 PMMA의 연료 질량 유속이 PE보다 더욱 크게 나타난다. [6]

Table 2. Thermodynamic Properties of Fuels[7]

	PE	PMMA
화학식	$(CH_2)_n$	$(C_5H_8O_2)_n$
이론 O/F 비	3.428	1.92
$\rho_f(kg/m^3)$	950	1,200
$c_f(kJ/kg.K)$	2.3	1.46
$h_c(kJ/kg)$	$4.56 \times 10^4$	$2.65 \times 10^4$
$h_v(kJ/kg)$	$4.43 \times 10^3$	$1.61 \times 10^3$
물질전달계수	3.0	8.9

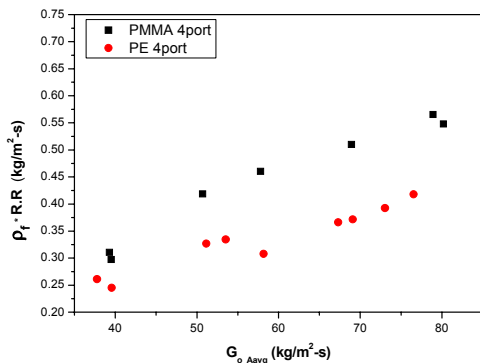


Fig 6 Regression Rate of PMMA and PE Multi port

### 3. 결 론

연료 내부로의 열전도와 연소실 압력의 영향으로 인해 PMMA 연료의 Multi-Port 후퇴율이 Single-Port보다 높게 나타난다. 연료 형상에 따른 병합 특성은 병합 과정에서 떨어져 나가는 잉여 연료 그래인의 발생 유무에 따라 연소 성능에 크게 영향을 미치며 이는 PE Multi-Port의 병합특성과 같음을 확인하였다. PMMA Multi-Port와 PE Multi-Port의 연소 특성은 물질 전달계수를 이용하여 비교 할 수 있다.

### 후 기

"이 논문은 2007년도 정부(과학기술부)의 재원으로 한국과학재단의 국가지정연구실사업으로 수행된 연구임(No. R0A-2007-000-10034-0(2007))."

### 참 고 문 헌

1. Michael A. D., "A New Spaceship," Aviation Week & Space Technology, 2004
2. Marxman, G. A., Wooldridge, C. E., and Muzzy, R. J., "Fundamentals of Hybrid Boundary Layer Combustion", Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 15, AIAA, New York, 1964, pp. 485 - 522
3. Martin Chiaverini, Kenneth K. Kou "Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion"
4. 유덕근, "산화제 공급유량과 압력에 따른 하이브리드 로켓 연소 특성에 관한 실험적 연구" 한국항공대학교 석사학위논문, 2004
5. 김기훈, 이정표, 조정태, 문희장, 성홍계, 김진곤, "Multi-port 하이브리드 로켓의 포트 병합특성", 한국추진공학회 춘계학술대회, 2008
6. 이정표, "Single-Port Hybrid Rocket Motor의 물질전달 수를 고려한 고체연료 연소율에 관한 연구", 한국항공대학교 석사학위논문, 2007
7. M.L. BERNARD, "combustion d'un materiau selon sa face inferieure" 1983.